

基于气动参数调节的无人机抗扰动控制算法



赵敏 戴凤智

天津科技大学电子信息及自动化学院 天津 300202

(zhaom_inzm@163.com)

摘要 无人机飞行受到气动阻尼扰动,从而导致控制稳定性不好。当前采用翼型截面气动参数调节的方法进行无人机抗扰控制,以扭角以及振动方向等参数为约束指标,参数调节的模糊度较大,对气动姿态参数调节的稳定性不好。文中提出基于气动参数调节的无人机抗扰动控制算法。该算法根据无人机的飞行工况构建各阶模态对应的气弹耦合方程,在速度坐标系、体坐标系、弹道坐标系三维坐标系下构建无人机的飞行动力学和运动学模型;采用卡尔曼滤波方法实现对无人机飞行参数的融合调节和小扰动抑制处理,并采用末端位置参考模型进行无人机飞行轨迹的空间规划设计;在卡尔曼滤波预估模型中实现对动力学模型的线性化处理,采用气弹模态参数识别方法进行无人机的飞行扰动调节;将姿态控制作为内环,获得位置环状态反馈调节参数;以无人机的升力系数和扭力系数作为气动惯性参数进行飞行姿态的稳定性调节,从而实现无人机抗扰动控制律的优化设计。采集飞机的俯仰角、横滚角和航向角作为原始数据在 Matlab 中进行仿真分析,仿真结果表明,采用所提方法进行无人机抗扰动控制的稳定性较好,对气动参数进行在线估计的准确性较高,航向角误差降低 12.4%,抗扰动能力提升 8dB,收敛时间比传统方法缩短 0.14s,无人机飞行的抗扰动性和飞行稳定性得到提高。所提方法在无人机飞行控制中具有很好的应用价值。

关键词: 动参数调节;无人机;抗扰动控制;动力学模型

中图分类号 TP242

Anti-disturbance Control Algorithm of UAV Based on Pneumatic Parameter Regulation

ZHAO Min and DAI Feng-zhi

School of Electronic Information and Automation, Tianjin University of Science & Technology College, Tianjin 300202 China

Abstract The control stability of UAV flight caused by aerodynamic damping disturbance is not good. At present, the aerodynamic parameter adjustment method of airfoil section is used to control UAV anti-disturbance, and the parameters such as torsion angle and vibration direction are taken as constraint index. The ambiguity of the parameter adjustment is large, and the stability of the pneumatic attitude parameter adjustment is not good. The anti-disturbance control algorithm of UAV based on aerodynamic parameter adjustment was proposed. According to the flight condition of UAV, the Aeroelastic coupling equations corresponding to each modal were constructed, in the velocity coordinate system and body coordinate system. The flight dynamics and kinematics model of UAV was constructed in the three-dimensional coordinate system of ballistic coordinate system. Kalman filtering method is used to realize the fusion adjustment of flight parameters and small disturbance suppression of UAV. The terminal position reference model is used to design the flight trajectory of UAV. The linearization of the dynamic model is realized in the Kalman filter prediction model, and the Aeroelastic modal parameter identification method is adopted. The attitude control is used as the inner loop to obtain the state feedback adjustment parameters of the position loop. The lift coefficient and torque coefficient of the UAV are used as the aerodynamic inertia parameters to adjust the stability of the flight attitude. The optimization design of anti-disturbance control law for UAV is realized. The pitch angle, roll angle and heading angle of the aircraft are collected and analyzed in Matlab as the original data. The simulation results show that the proposed method has a good stability in the anti-disturbance control of UAV. The accuracy of on-line estimation of aerodynamic parameters is high, the heading angle error is reduced by 12.4%, the anti-disturbance ability is improved by 8 dB, the convergence time is shortened by 0.14s, and the flight immunity and flight stability of UAV are improved. It has good application value in UAV flight control.

Keywords Dynamic parameter adjustment, UAV, Anti-disturbance control, Dynamic model

随着无人机技术的发展,无人机在各个领域中得到了广泛的应用。在大型无人机控制设计中,无人机的参数稳定性调节和飞行稳定性控制方法的设计是关键。采用人工智能技

术和控制技术进行无人机的飞行稳定性控制,结合对无人机的姿态参数调节和扰动抑制方法,进行无人机飞行的惯性导航控制和执行器控制,在末端飞行轨迹中进行飞行姿态的连

续调节,提高无人机飞行控制过程中的姿态稳定性^[1]。无人机在飞行中容易受到气动参数扰动因素的影响而失稳,研究无人机抗扰动控制算法在提高飞行稳定性方面具有重要意义。

无人机抗扰动控制是建立在在对无人机的飞行姿态参数采集和信息融合基础上的,结合对参数的稳定性调节方法进行飞行姿态参量估计,提高无人机飞行过程的稳定性和姿态自适应调节能力^[2]。无人机的飞行姿态参数调节分为确定性成分和不确定性成分两部分,结合对飞机结构参数调节和飞行动力学分析方法,进行无人机飞行控制律设计。传统的无人机抗扰动控制方法主要采用模糊微分惯性导航控制方法,结合对无人机的飞行惯性参量和动力学参量调节技术进行抗扰动控制^[3-4],构建无人机飞行的运动学模型,结合自适应反演积分控制方法实现对无人机飞行的控制。文献[5]提出基于二次型调节模型的无人机飞行控制方法,采用模糊控制方法进行参量的自适应调节,提高了无人机高度和航向的控制性能;但该方法的控制稳定性和气动调节性能不好。文献[6]提出基于模型预测控制的无人机抗扰动控制算法,该方法根据无人机的机械误差、空气扰动或者其他随机干扰性进行无人机飞行的控制,但在进行无人机动力学模型构造的过程中其随机性较大。文献[7]提出基于双闭环 LQR 控制的无人机飞行抗扰动控制方法,用于解决无人机质量发生变化时扰动性较大的问题,但在扰动强度较大时,该方法控制输出的稳定性较差。文献[8]提出基于翼型截面气动参数调节的无人机抗扰动控制方法,该方法以扭角以及振动方向等参数为约束指标,实现了无人机飞行的稳定性控制;但其模糊度较大,对姿态气动姿态参数调节的稳定性不好。

针对上述问题,本文提出基于气动参数调节的无人机抗扰动控制算法。首先,构建无人机抗扰动控制的运动学和动力学模型;然后,进行无人机抗扰动控制的对象模型分析,结合气动参数的自适应调节方法实现无人机的抗扰动控制;最后进行仿真实验分析,得出有效性结论。

1 模型建立和约束参量分析

1.1 控制对象模型

为了实现无人机抗气动扰动的优化控制,首先构建无人机的飞行运动学和动力学参数模型,采用融合传感跟踪识别技术进行无人机抗扰动控制过程中姿态参数的采集,采集的无人机飞行运动参数主要有俯仰角、横滚角和偏航角等;采用陀螺仪、加速度计等敏感元件进行参数采集,将采集的参数输入到误差补偿器和滤波器中进行滤波处理,实现了参数的自适应融合;最后结合 Kalman 滤波融合方法进行气动参数调节和角度校正,从而得到模型的总体设计构造,如图 1 所示。

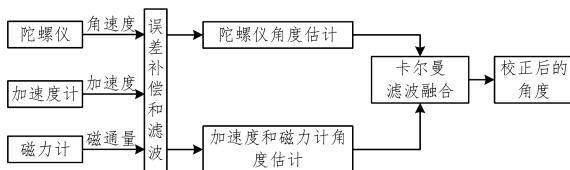


图 1 模型的总体架构

Fig. 1 Model structure

根据图 1 所示的总体设计结构图,在速度坐标系、体坐标系、弹道坐标系三维坐标系下构建无人机的飞行动力学和运动学模型;在各种风速下的气弹响应作用下,构建无人机在各个方向的飞行动力学方程。

纵向:

$$\begin{cases} mV\dot{\theta}\cos(\sigma) = F_y \\ J_z\dot{\omega}_{z1} + (J_y - J_x)\omega_{x1}\omega_{y1} = M_{z1} \\ \varphi = \theta + \alpha \end{cases} \quad (1)$$

侧向:

$$\begin{cases} -mV\dot{\sigma} = F_z \\ J_y\dot{\omega}_{y1} + (J_x - J_z)\omega_{z1}\omega_{x1} = M_{y1} \\ \phi = \sigma + \beta \end{cases} \quad (2)$$

横滚:

$$J_x\dot{\omega}_{x1} + (J_z - J_y)\omega_{y1}\omega_{z1} = M_{x1} \quad (3)$$

其中, m 为无人机的质量, V 为速度矢量(Ox_2 轴)与水平面间的转矩, F_y 为惯性矩, J_z 为扰动矩, M_{z1} 为总空气动力沿速度坐标系分解得到的阻力, θ 为弹道倾角, α 为侧向力。采用气弹模态参数识别方法进行无人机的飞行扰动调节,将姿态控制作为内环,无人机在飞行推力等惯性力矩的影响下,获得位置环状态反馈调节参数^[9],从而得到其飞行运动学模型的非线性方程组:

$$\begin{cases} m\dot{V} = -mg\sin\theta - c_x q S_M + P \\ mV\dot{\theta} = -mg\cos\theta + c_y^a q S_M \alpha + P(\alpha + \delta_\varphi) + m_R l_R \ddot{\delta}_\varphi \\ J_z \ddot{\varphi} = -c_{y1}^a q S_M (x_g - x_T) \alpha - q S_{M_{dx}} l_k^2 \dot{\varphi} / V - P(x_R - x_T) \delta_\varphi - m_R \dot{W}_{x1} l_R \delta_\varphi - m_R l_R \ddot{\delta}_\varphi (x_R - x_T) - J_R \ddot{\delta}_\varphi \end{cases} \quad (4)$$

其中, P 为俯仰力矩, S_M 为法向加速度, l_R 为无人机对体坐标系 Oz_1 的惯性积, q 为纵向运动力矩。对末端轨迹飞行姿态调节定姿控制器参数进行失真修正和误差补偿处理,提高控制稳定性。在无人机飞行末端,选取姿态角的动态变量为 $x = [\varphi, \dot{\varphi}, \theta]^T$,表示无人机的航向角、横滚角与俯仰角构造的特征向量;无人机处于滑翔状态时的状态反馈动力学方程表示为 $\dot{x} = f(x, u)$;导航坐标系中的状态空间特征量为 $x_0 (x_0 = [\varphi_0, \dot{\varphi}_0, \theta_0]^T)$,表示无人机飞行在平衡状态下的稳态特征值。根据无人机的状态量进行线性估计,对气动参数进行在线估计,从而得到无人机的飞行轨迹平衡条件: $f(x_0, u_0) = 0$ 。结合上述分析,根据无人机的飞行工况构建各阶模态对应的气弹耦合方程,从而得到飞行抗扰动控制约束参量模型。

1.2 飞行抗扰动控制约束参量模型

无人机的运动空间规划采用二自由度模型进行参数调节。在无人机低空俯仰、滚转姿态下,采用模糊积分控制方法进行控制执行机构的惯导导航控制^[10]。姿态传感器数据采集的位姿状态量为 $x = [\varphi_0 + \Delta\varphi, \dot{\varphi}_0 + \Delta\dot{\varphi}, \theta_0 + \Delta\theta]^T$, $\delta_\varphi = \Delta\delta_\varphi$ 。采用姿态传感器进行无人机的飞行轨迹信息跟踪识别,采用局部角速度和局部线速度联合调节技术进行无人机气动参数的 EKF 滤波^[11],从而得到无人机的飞行扰动控制的模型线性化方程为:

$$\begin{cases} mV\Delta\dot{\theta} = (c_5^0 q S_M + P)\Delta\alpha + mg \sin\theta\Delta\theta + P\Delta\delta_\varphi + \\ m_R l_R \Delta\ddot{\delta}_\varphi + F_{gr} \\ J_{z_1} \Delta\ddot{\varphi} = -c_{y_1}^0 q S_M (x_g - x_T)\Delta\alpha - q S_m m_{a_2} l_k^2 \Delta\dot{\varphi}/V - \\ P(x_R - x_T)\Delta\delta_\varphi - m_R \dot{W}_{x_1} l_R \Delta\delta_\varphi - m_R l_R \Delta\ddot{\delta}_\varphi (x_R - \\ x_T) - J_R \Delta\ddot{\delta}_\varphi + M_{gr} \end{cases} \quad (5)$$

其中, α 为质心在地面上的投影的相位角, F_{gr} 表示俯仰角, J_R 表示飞机的纵向倾角, M_{gr} 表示机体坐标系的惯性中心分布特征量。采用四阶龙格库塔法对气动参数进行在线估计, 求解无人机的状态量约束方程, 选择最优控制律, 采用模态叠加方法进行最优导引律。

$$\begin{cases} \Delta\dot{\theta} = c_1 \Delta\alpha + c_2 \Delta\theta + c_3 \Delta\delta_\varphi + c_3'' \Delta\ddot{\delta}_\varphi + \bar{F}_{gr} \\ \Delta\ddot{\varphi} + b_1 \Delta\dot{\varphi} + b_2 \Delta\alpha + b_3 \Delta\delta_\varphi + b_3'' \Delta\ddot{\delta}_\varphi = \bar{M}_{gr} \\ \Delta\varphi = \Delta\theta + \Delta\alpha \end{cases} \quad (6)$$

其中, \bar{F}_{gr} 表示控制增益, \bar{M}_{gr} 表示扰动特征分量, $\Delta\alpha$ 表示飞行器的末端位置。本文采用模糊反馈调节方法进行无人机的飞行姿态误差修正和纠偏控制, 实现无人机自适应鲁棒控制; 结合无人机姿态参量的最优状态估计方法^[12], 提高无人机在飞行末端的状态调节能力。

2 控制律优化设计

2.1 气动参数自适应调节

本文提出基于气动参数调节的无人机抗扰动控制算法, 采用卡尔曼滤波方法实现对无人机飞行参数的融合调节和小扰动抑制处理^[13]。卡尔曼滤波函数表示为:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi}_a = -(b_1 + \Delta b_1)\dot{\varphi}_a - (b_2 + \Delta b_2)\varphi_a - (b_3 + \Delta b_3)\delta_\varphi + f d_1 \\ \ddot{\psi}_a = -(b_1 + \Delta b_1)\dot{\psi}_a - (b_2 + \Delta b_2)\psi_a - (b_3 + \Delta b_3)\delta_\psi + f d_2 \\ \ddot{\gamma} = -(d_3 + \Delta d_3)\dot{\gamma} + f d_3 \end{cases} \quad (7)$$

其中, $\varphi_a, \psi_a, \gamma$ 为无人机在横向、侧向和横滚方向上的自适应鲁棒轨迹跟踪控制轨迹参数; b_1, b_2, b_3, d_3 为无人机在纵向飞行空间中的相对控制变量, 为已知系数; $\Delta b_1, \Delta b_2, \Delta b_3, \Delta d_3$ 为无人机的外形不确定系数; $f d_1, f d_2, f d_3$ 为扰动力矩; $\delta_\varphi, \delta_\psi, \delta_\gamma$ 为无人机末端轨迹飞行状态估计参数值。

假设无人机的外形关于 $x_1 O y_1$ 平面对称, 采用 Lyapunov 求导方法, 得到无人机的升力系数和扭力系数的参数调节模型为:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi}_a = -b_1 \dot{\varphi}_a - b_2 \varphi_a - b_3 \delta_\varphi + \rho_1 \\ \ddot{\psi}_a = -b_1 \dot{\psi}_a - b_2 \psi_a - b_3 \delta_\psi + \rho_2 \\ \ddot{\gamma} = -d_3 \dot{\gamma} + \rho_3 \end{cases} \quad (8)$$

其中, $\rho_1 = -\Delta b_1 \dot{\varphi}_a - \Delta b_2 \varphi_a - \Delta b_3 \delta_\varphi + f d_1, \rho_2 = -\Delta b_1 \dot{\psi}_a - \Delta b_2 \psi_a - \Delta b_3 \delta_\psi + f d_2, \rho_3 = -\Delta d_3 \dot{\gamma} + f d_3$ 为不确定项。

由于无人机的阻尼力、位置力是线性变化的, 在线性小扰动条件下^[14], 将稳定性特征描述为:

$$\ddot{\varphi}_a = a_1 \dot{\varphi}_a + a_2 \varphi_a + b u + f_d \quad (9)$$

其中, $b > 0, \varphi_a$ 为正向运动学参数估计的差值, u 为无人机飞行抖振姿态角的输入, f_d 为转动中心线的旋转特征序列。结

合反演微分控制方法, 计算在气流扰动下气动载荷沿整个飞行轨迹方向的末端位姿方程为:

$$b^{-1} \ddot{\varphi}_a - b^{-1} (a_1 \dot{\varphi}_a + a_2 \varphi_a) = u + b^{-1} f_d \quad (10)$$

$$\text{令 } M = b^{-1}, h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) = -b^{-1} (a_1 \dot{\varphi}_a + a_2 \varphi_a), d(t) = b^{-1} f_d,$$

采用姿态传感器进行无人机的飞行轨迹信息和力学信息采样, 构建无人机低空飞行过程中的抗气动扰动的最优预测模型为:

$$M \ddot{\varphi}_a + h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) = u(t) + d(t) \quad (11)$$

在状态方程和观测方程中, M 和 $h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a)$ 由模糊惯性参数的随机分布序列组成, 即:

$$M = M_n + \Delta M \quad (12)$$

$$h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) = h_n(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) + \Delta h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) \quad (13)$$

其中, M_n 和 $h_n(\varphi_a, \dot{\varphi}_a)$ 为局部角速度的确定成分, ΔM 和 $\Delta h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a)$ 为局部线速度的不确定成分。

2.2 Kalman 滤波融合及控制律的优化设计

采用末端位置参考模型进行无人机飞行轨迹的空间规划设计, 在卡尔曼滤波预估模型中实现对动力学模型的线性化处理。在扩展卡尔曼滤波模型下, 无人机飞行轨迹的预测方程为:

$$M_n \ddot{\varphi}_a + h_n(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) = u(t) + \rho(t) \quad (14)$$

其中:

$$\rho(t) = -\Delta M \ddot{\varphi}_a - \Delta h(\varphi_a, \dot{\varphi}_a) + d(t) \quad (15)$$

利用无人机飞行轨迹跟踪控制的稳定性进行气动参数调节^[15-17], 得到不确定上界为 $\bar{\rho}(t)$ 。构建时滞系统约束下的控制阈值满足:

$$|\rho(t)| < \bar{\rho}(t) \quad (16)$$

在初始化的位姿参数条件下, 采用自适应滑模终端控制方法, 得到无人机相关动力学参数调节模型为:

$$f(x_1, x_2) = \frac{1}{Cm} [I_{SM}^2 - I_L^2 - I_{Na}^2 - I_K^2 - I_T^2 - I_{syn}^2 - I_{SM}^1 + I_L^1 + I_{Na}^1 + I_K^1 + I_T^1 + I_{syn}^1]$$

$$T_h(V_{Th}) = \frac{1}{\tau_h(V_{Th})}$$

$$T_w(V_{Th}) = \frac{1}{\tau_w(V_{Th})} \quad (17)$$

其中, V_{Th} 表示阈值, τ_h 表示时延, τ_w 表示控制时间窗口。如果 $f(x_1, x_2)$ 已知, 采用自适应学习权值得到无人机抗扰动控制输出的唯一解为:

$$u^* = -k_c e_V - f(x_1, x_2) \quad (18)$$

其中, k_c 为机体坐标系下的静态升力。阻力和力矩的融合模型满足:

$$\dot{e}_V = -K_c e_V$$

$$\dot{e}_h = T_h(V_{Th}^1, e_V) h(V_{Th}^1, e_V) - T_h(V_{Th}^1) h(V_{Th}^1) - T_h(V_{Th}^1, e_V) e_h - [T_h(V_{Th}^1, e_V) - T_h(V_{Th}^1)] h_1$$

$$\dot{e}_w = \varphi \{ T_w(V_{Th}^1, e_V) \omega(V_{Th}^1, e_V) - T_w(V_{Th}^1) \omega(V_{Th}^1) - T_w(V_{Th}^1, e_V) e_w - [T_w(V_{Th}^1, e_V) - T_w(V_{Th}^1)] \omega_1 \} \quad (19)$$

若设 $e_V = 0$, 结合多体动力学模型得到输出载荷 $p_i(t)$ ($i=1, 2, 3$)。控制增益的表达式如下:

$$p_i(t) = e_i(0) + \dot{e}_i(0)t + \left[\frac{a_{00}}{T^2} e_i(0) + \frac{a_{01}}{T} \dot{e}_i(0) \right] t^2 +$$

$$\left[\frac{a_{10}}{T^3} e_i(0) + \frac{a_{11}}{T^2} \dot{e}_i(0) \right] t^3 \quad (20)$$

其中, T 表示飞行姿态采样时间间隔, e_i 表示参数误差。通过考虑风剪和风速脉动, 得到各气动参数的预测值:

$$J = \begin{bmatrix} -3.9701 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0089 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3.8 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1200.76 & -3.9701 & 0 \\ 0 & 0 & 49.25 & 0 & -0.0089 \end{bmatrix} \quad (21)$$

根据 Lyapunov 稳定性原理, 得到损失综合因子在周期解上的特征值。根据上述分析, 实现无人机抗扰动控制。

3 仿真实验与结果分析

为了验证本文方法在实现无人机抗扰动控制中的应用性能, 基于 STALLViB 等软件来构建飞行动力学参数模型。各阶模态主坐标和相应的模态响应状态为: $X = [0.3 \ 0.25 \ 0.14 \ 0]^T$, 惯性约束参量 $c_1 = c_2 = 1$, $\omega_{\max} = 0.9$, $\omega_{\min} = 0.6$, 其他参数的设定如表 1 所列。

表 1 仿真参数设定

Table 1 Setting of simulation parameters

参数名称	取值
外载荷激励/(KN·m)	124
振动模态参数/(N·m/rad)	2400
期望偏航角/(rad/s)	0.321
固有频率/kHz	1200
模态振动力矩/kN	34
驱动器位置阶跃响应	0.58
额定风速/(m/s)	11.4

根据上述仿真环境和参数设定, 进行无人机抗扰动控制仿真分析。以无人机的升力系数和扭力系数为气动惯性参数进行飞行姿态的稳定性调节, 采集飞机的俯仰角、横滚角和航向角作为原始数据。数据采集结果如图 2 所示。

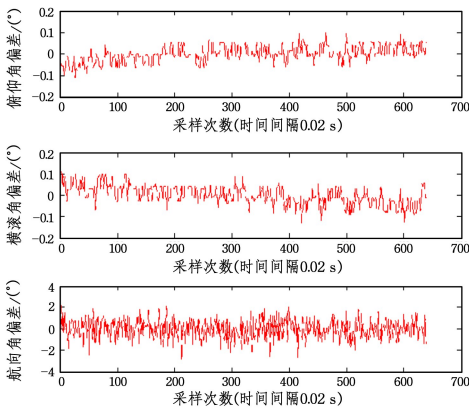


图 2 数据采集结果

Fig. 2 Data acquisition results

将图 2 采集的数据作为输入, 采用末端位置参考模型进行无人机飞行轨迹的空间规划设计, 在卡尔曼滤波预估模型中实现气动参数调节。参数调节结果如图 3 所示。

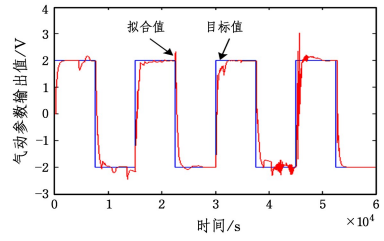


图 3 无人机气动参数调节的结果

Fig. 3 Results of aerodynamic parameter adjustment for unmanned aerial vehicle

分析图 3 可知, 采用提出的抗扰动方法进行无人机飞行姿态调节时, 对各个运动参数的稳态调节性能较好, 参数的融合跟踪能力较强, 飞行稳定性得到提高。在加入了 20 dB 的干扰后, 测试无人机飞行的航向角偏离误差, 结果如图 4 所示。分析图 4 可知, 通过对无人机气动参数的调节, 无人机抗扰动控制后输出姿态参数调节的误差较小, 误差能快速收敛到 0, 收敛时间比传统方法缩短 0.14 s。

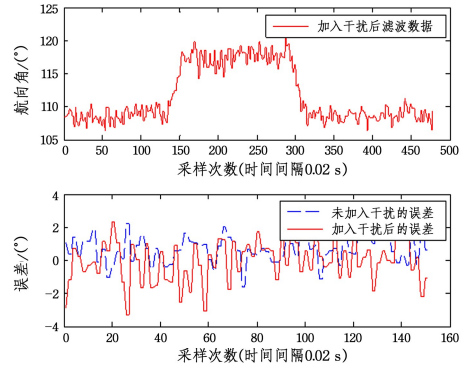


图 4 加入干扰后的控制误差分析

Fig. 4 Analysis of control error after adding interference

测试不同方法进行无人机抗扰动控制和姿态调节的最小均方根误差, 并根据无人机的飞行工况进行末端位姿调节, 得到性能对比结果, 如表 2 所列。分析表 2 的结果可知, 采用本文方法进行无人机抗扰动控制的最小均方根误差较小, 航向角误差降低了 12.4%, 抗干扰能力提升了 8 dB, 对无人机飞行跟踪控制的稳态性较好。

表 2 最小均方根误差

Table 2 Minimum root mean square error

迭代次数	本文方法	文献[3]方法	文献[4]方法
100	0.068	0.198	0.102
200	0.043	0.125	0.099
300	0.021	0.093	0.078
400	0.001	0.078	0.064

结束语 在大型无人机控制设计中, 进行无人机飞行的惯性导航控制和执行器控制, 在末端飞行轨迹中进行飞行姿态的连续调节, 能够提高无人机飞行控制过程中的姿态稳定性。本文提出基于气动参数调节的无人机抗扰动控制算法, 采用融合传感跟踪识别技术进行无人机抗扰动控制过程中的姿态参数采集, 根据无人机的状态量进行线性估计, 对气动参数进行在线估计, 采用局部角速度和局部线速度联合调节技术进行无人机气动参数的 EKF 滤波, 采用卡尔曼滤波方法实现

对无人机飞行参数的融合调节和小扰动抑制处理,以无人机的升力系数和扭力系数为气动惯性参数进行飞行姿态的稳定性调节,从而实现无人机抗扰动控制算法的优化设计。研究得知,本文方法进行无人机抗扰动控制的稳定性较高,误差较小,在无人机的飞行姿态调节中具有很好的应用价值。

参 考 文 献

- [1] ZHOU F, ZHENG W, WANG Z F. Real-time motion estimation for UAVs based on dissimilar multi-sensor data fusion[J]. Robot, 2015, 37(1): 94-101.
- [2] BORISOV O I, GROMOV V S, PYRKIN A A, et al. Output robust control with anti-windup compensation for quadcopters[J]. IFAC Papers OnLine, 2016, 49(13): 287-292.
- [3] LUO L, CHEN K, DU F P, et al. Surface fitting and position-pose measurements based on an improved SA-PSO algorithm[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2015, 55(10): 1061-1066.
- [4] DI B, ZHOU R, DONG Z N. Cooperative localization and tracking of multiple targets with the communication-aware unmanned aerial vehicle system[J]. Control and Decision, 2016, 31(4): 616-622.
- [5] ALZU'BI H, MANSOUR I, RAWASHDEH O. Loon Copter: Implementation of a hybrid unmanned aquatic-aerial quadcopter with active buoyancy control[J]. Journal of Field Robotics, 2018, 35(5): 764-778.
- [6] ZHAO Y Z, LIANG B W, BIAN H, et al. Design of Global Constant Balance Parallel Mechanism and Its Balance Performance Analysis[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(1): 25-31.
- [7] LIU X F, QIU L, LUAN X L, et al. Data Synchronization and Recursive Optimization of Uneven-length Batch Processes[J]. Information and Control, 2018, 47(4): 448-454.
- [8] CHEN G R, WANG J Z, WANG S K, et al. Application of a new adaptive robust controller design method to electro-hydraulic servo system[J]. Acta Automatica Sinica, 2016, 42(3): 375-384.
- [9] GAO J, PROCTOR A, ALISON P, et al. Sliding mode adaptive neural network control for hybrid visual servoing of underwater vehicles[J]. Oceans, 2017, 142(7): 666-675.
- [10] OFODILE N A, TURNER M C. Anti-windup design for input-coupled double integrator systems with application to quadrotor UAV's[J]. European Journal of Control, 2017, 38: 22-31.
- [11] ZHONG D J, FENG X, YU H Q. Migration optimization algorithm based on state transition and fuzzy thinking[J]. Computer Science, 2019, 46(1): 112-116.
- [12] CUI C, DENG Z H, WANG S T. Radial Basis Function Neural Network Model Based on Lasso Sparse Learning[J]. Computer Engineering, 2019, 45(2): 173-177.
- [13] HELMY A, HEDAYAT A, AL-DHAHIR N. Robust weighted sum-rate maximization for the multi-stream MIMO interference channel with sparse equalization[J]. IEEE Transactions on Communications, 2015, 60(10): 3645-3659.
- [14] HANSEN T L, BADIU M, FLEURY B H, et al. A sparse Bayesian learning algorithm with dictionary parameter estimation[C]// Sensor Array and Multichannel Signal Processing Workshop, 2014: 385-388.
- [15] MOHEBBI A, KESHMIRI M, XIE W. A comparative study of eye-in-hand image-based visual servoing: Stereo vs. mono[J]. Journal of Integrated Design and Process Science, 2015, 19(3): 25-54.
- [16] DAI W R, WANG J H. Research on Evaluation of UAV Vertical Gyroscope and Its Link Health Status[J]. Journal of Chongqing University of Technology(Natural Science), 2017, 31(9): 138-144.
- [17] MA A S. Research on node stability selection technology of network topology control[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2017, 45(18): 170-176.



ZHAO Min, born in 1992, master. Her main research interests include artificial control, information processing and Internet of things technology.



DAI Feng-zhi, born in 1971, Ph.D, associate professor, master supervisor. His main research interests include control engineering.